

高超声速飞行器异型气膜孔无喷 流热增量研究

商圣飞^{1,2}, 向树红^{1,2}, 杨艳静¹, 姜利祥^{1,2}, 安亦然³, 宋旭东³

(1. 北京卫星环境工程研究所, 北京 100094; 2. 可靠性与环境工程技术重点实验室, 北京 100094;
3. 北京大学, 北京 100871)

摘要: **目的** 获取高超声速飞行器气膜孔不喷流时的热负荷增量。**方法** 通过计算流体力学(CFD)方法针对典型高超声速飞行器 50 km、飞行马赫数为 15 条件下的无开孔、有开孔气膜冷、有开孔无喷流 3 种工况开展壁面热流分布研究。**结果** 无开孔的最大热流分布在头部滞止点附近, 约为 2.2 MW/m², 有气膜冷却的工况热流最高值在侧面气膜孔没有覆盖到的部位, 约为 1.4 MW/m², 有异型孔但是不喷流的工况, 热流密度最大值主要分布在开孔附近, 最大值大于 3.3 MW/m²。**结论** 对于在高超声速飞行器表面开孔采用气膜冷却方式冷却时, 如果由于某种原因气膜孔不喷流, 那么在孔的附近乃至整个滞止区域附近的热流负荷将会大幅度升高。

关键词: 高超声速飞行器; 气膜冷却; 异型孔; 热增量; CFD

DOI: 10.7643/issn.1672-9242.2018.11.003

中图分类号: V416

文献标识码: A

文章编号: 1672-9242(2018)11-0012-05

Thermal Increment of Hypersonic Flight Vehicles with Non-jet Heterotypic Film Cooling Hole

SHANG Sheng-fei^{1,2}, XIANG Shu-hong^{1,2}, YANG Yan-jing¹, JIANG Li-xiang^{1,2}, AN Yi-ran³, SONG Xu-dong³

(1. Beijing Institute of Spacecraft Environment Engineering, Beijing 100094, China;

2. Science and Technology on Reliability and Environmental Engineering Laboratory, Beijing 100094, China;

3. Peking University, Beijing 100871, China)

ABSTRACT: Objective To obtain the thermal increment of hypersonic flight vehicles with non-jet heterotypic film cooling hole. **Methods** The wall heat flux distribution was researched in three operating conditions (non-hole case (Case 1), heterotypic film cooling hole with jet case (Case 2) and heterotypic film cooling hole without jet case (Case 3)) at 50 km and 15 Ma with computational fluid mechanics (CFD). **Results** The maximum heat flux of non-hole case was 2.2 MW/m², and distributed in the stagnation point of the head. For the Case 2, the maximum heat flux was 1.4 MW/m², did not cover the lateral hole. The maximum heat flux of Case 3 was more than 3.3 MW/m², and distributed near the holes. **Conclusion** When film cooling is used for surface hole of hypersonic flight vehicles, if the film hole does not inject air flow for some reasons, the heat current flow near the hole or even the hole stagnation area might increase significantly.

KEY WORDS: hypersonic flight vehicles; film cooling; heterotypic hole; thermal increment; CFD

高超声速飞行器是目前航空航天技术发展的前沿课题,由于高速的飞行,高超声速飞行器将面临的“热障”、“黑障”和“气动光学”效应问题,这都是世界性的难题^[1-2]。对于高超声速飞行器而言,由于速度快而导致的热效应越来越突出,目前常采用的被动式防热技术如防热瓦、碳碳材料等已经无法完成下一步型号研制的需求。有的飞行器以高马赫数巡航时间长达 1000 s,半被动式的热管和烧蚀结构也不能满足设计需要。因此主动式的防热方法显得尤为重要。

气膜冷却技术常用在航空燃气涡轮发动机涡轮叶片上,诸如对收缩扩张孔^[3]、扇形孔^[4-5]、Console 孔^[6-7]等的研究已经比较成熟^[8]。目前针对高超声速飞行器的气膜防热的研究不多,所针对的来流速度不超过 10 Ma^[9-10]。笔者前期对异型孔气膜冷却作了相关研究^[11-12],但这些都是针对气膜孔正常工作时冷却效应的研究,而对于高超声速飞行器高速飞行时气膜孔没有喷流时的表面热载荷却没有相关研究,这对高超声速飞行器的可靠性应用有着隐含的危险作用。

笔者针对多异型孔气膜冷却的头锥开展分析,计算其不喷流情况下的热流增量,对高超声速飞行器的可靠性应用提供参考。

1 CFD 基础理论模型

1.1 高超声速黏性流动控制方程

直角坐标系下,包含化学反应源项的三维守恒型 Navier-Stokes 方程组为^[13]:

$$\frac{\partial U}{\partial t} + \frac{\partial E}{\partial x} + \frac{\partial F}{\partial y} + \frac{\partial G}{\partial z} = \frac{\partial E_v}{\partial x} + \frac{\partial F_v}{\partial y} + \frac{\partial G_v}{\partial z} + S \quad (1)$$

式中: U 为守恒状态变量向量; E 、 F 、 G 为对流项向量; E_v 、 F_v 与 G_v 为黏性项向量; S 为化学反应源项。其中 U 、 E 、 F 、 G 以及 E_v 、 F_v 、 G_v 、 S 的表达式可参考文献[11]及[13]。

1.2 化学反应

为了提高计算效率,文中化学反应采用 PARK-I 的 5 组分 17 步反应模型^[14]。PARK-I 模型是用来模拟不考虑电离的空气离解反应的通用格式之一,包括 5 种组分 (N_2 、 O_2 、 N 、 O 、 NO)、17 步基元反应,化学反应速率遵守 Arrhenius 公式,反应速率 K_f 是温度的函数,逆向反应速率 K_b 采用平衡常数求出:

$$\begin{cases} K_f = C_1 T^\eta e^{-\varepsilon_0/(kT)} \\ K_b = \frac{K_f}{K_{eq}} \end{cases} \quad (2)$$

其中频率因子 C_1 、温度因子 η 、反应活化能 $-\varepsilon_0/k$ 为拟合系数,平衡常数 K_{eq} 根据温度拟合曲线得到。PARK-I 的 5 组分 17 步反应具体参数见表 1。

1.3 方法验证

选取 NASA TND-5450 报告^[15]中的实验模型,来校对 CFD 程序。计算模型如图 1 所示。其中 $\theta_c=15^\circ$,来流马赫数为 10.6,来流温度 T_∞ 为 47.34 K。采用等温壁面 $T_w=294$ K。验证算例总共分成 4 个算例,其中 Case1 和 Case2 头锥的头部半径为 8.525 mm,Case3、Case4 头部半径为 27.94 mm。Case1 和 Case3 为 0° 攻角,Case2 和 Case4 则为 20° 攻角。验证算例的更多信息可以查阅参考文献[11]。

四种工况的计算结果和实验结果的对比如图 2

表 1 Park-1 化学反应模型

反应类型	反应方程	第三体 M	频率因子 C_1	第三体效率	温度因子 η	反应活化能 $-\varepsilon_0/k$
电离	$O_2 + M \leftrightarrow 2O + M$	N	8.25×10^{16}	3.0	-1.0	59 500
		N_2	2.75×10^{16}	1.0	-1.0	59 500
		O	8.25×10^{16}	3.0	-1.0	59 500
		O_2	2.75×10^{16}	1.0	-1.0	59 500
		NO	2.75×10^{16}	1.0	-1.0	59 500
电离	$N_2 + M \leftrightarrow 2N + M$	N	1.11×10^{19}	3.0	-1.6	113 200
		N_2	3.70×10^{18}	1.0	-1.6	113 200
		O	1.11×10^{19}	3.0	-1.6	113 200
		O_2	3.70×10^{18}	1.0	-1.6	113 200
		NO	3.70×10^{18}	1.0	-1.6	113 200
电离	$NO + M \leftrightarrow N + O + M$	N	4.60×10^{14}	2.0	-0.5	77 500
		N_2	2.30×10^{14}	1.0	-0.5	77 500
		O	4.60×10^{14}	2.0	-0.5	77 500
		O_2	2.30×10^{14}	1.0	-0.5	77 500
		NO	2.30×10^{14}	1.0	-0.5	77 500
中性交换	$NO + O \leftrightarrow N + O_2$	—	2.16×10^5	—	1.29	19 220
中性交换	$O + N_2 \leftrightarrow NO + N$	—	3.18×10^{10}	—	0.1	37 700

所示。总体而言,计算结果和实验结果符合较好,有攻角的算例迎风面的结果稍有偏低。

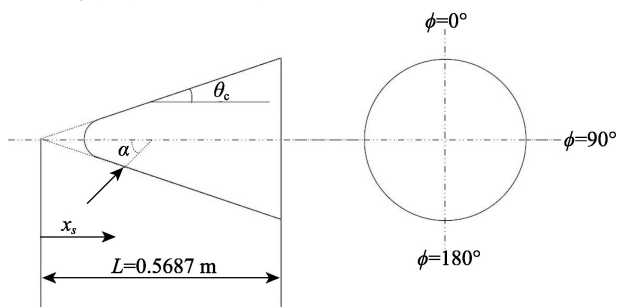


图 1 NASA TND-5450 报告^[15]中的实验模型

2 计算模型及条件

2.1 计算模型及网格

如图 3 所示,计算模型采用模拟头锥结构。图 3a、b 分别为没有开孔和开有 25 个异型孔的半头锥体,图 3c 为单个异型孔的结构。其中 25 异型孔中部为圆柱形孔,第一外圈均匀分布有 12 个异型孔,次外圈同时分布 12 个异型孔,并且其排列方式与第一圈的孔成差排排列。异型孔入口为入口半径 1 mm,经过一段直管段逐渐扩张成“心形”结构。

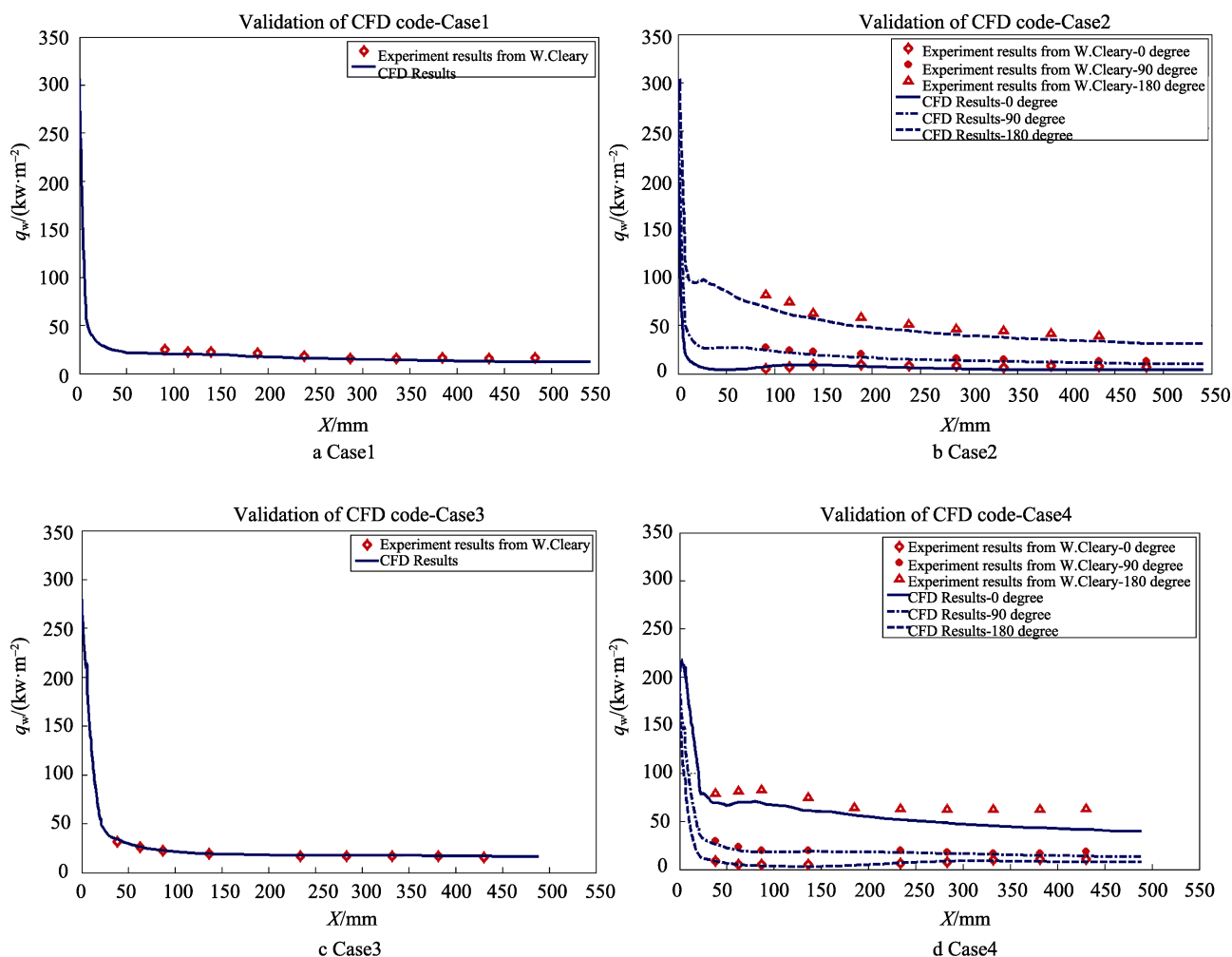


图 2 计算结果与实验结果对比

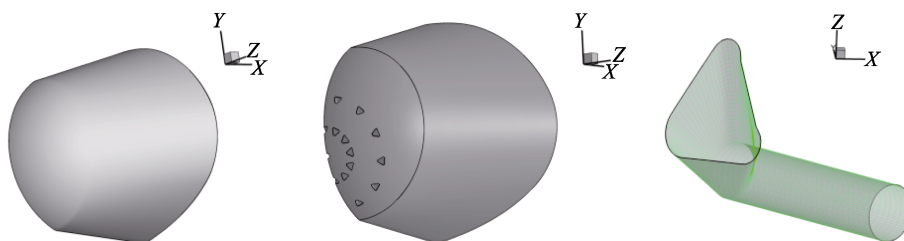


图 3 计算模型

2.2 计算网格及输入条件

计算网格如图 4 所示, 其中图 4a 为无孔的整体网格, 图 4b 为 25 异型孔的局部放大网格。边界层第一层网格高度为 0.02 mm。

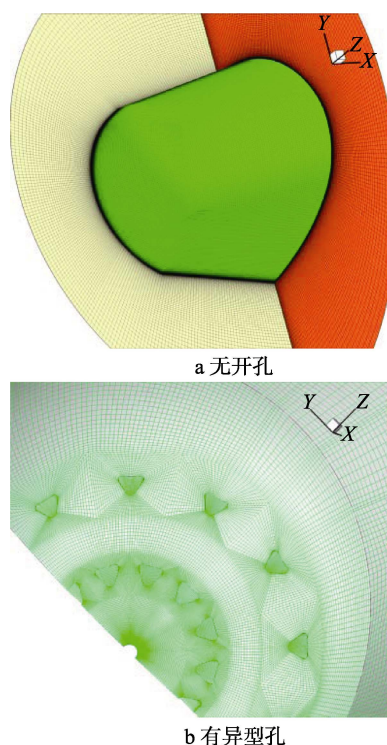


图 4 计算网格

计算高度为 50 km, 来流工况为 15 Ma, 飞行攻角为 15° , 压力为 79.8 Pa, 温度为 270.65 K。壁面为辐射壁面, 辐射系数取 0.9。对于带有异型孔喷流的

工况, 其冷却工质选择为空气, 中间孔为压力入口设置为 0.5 MPa。异型孔入口条件: 入口速度大小为 350 m/s, 入口温度为 300 K。

3 结果及分析

图 5 给出了 3 种工况的壁面热流分布计算结果, 其中图 5a 为无孔的工况, 最大热流主要分布在头部滞止区域, 对大热流约 2.2 MW/m^2 。图 5b 为设计有异型孔并且有气膜冷却的工况, 表面热流被气膜冷却后与没有开孔的热流分布有很大的不同, 头部滞止点由于被反向喷流作用, 使得滞止点脱离头部位置, 因此头部滞止点附近的热流明显降低。热流最高值在侧面气膜孔没有覆盖到的部位, 约为 1.4 MW/m^2 。图 5c 为设计有异型孔但是不喷流的工况, 可以看出, 开有异型孔的热流密度最大值主要分布在开孔附近, 最大值大于 3.3 MW/m^2 , 在头部滞止点附近的区域其热流密度也高达 3 MW/m^2 。可见开有冷却孔后如果冷却孔不喷流, 其最终结果就是头部会承担比不开孔时更大的热流负荷。

造成有冷却孔但不喷流头部会承担比不开孔时更大的热流负荷的原因主要是: 在头部开孔, 导致当地的特征长度大幅度降低, 也就是说当地的雷诺数会增大, 由于湍流导致的能量耗散严重, 表现为大部分的能量以热流的形式传递给壁面, 因此开孔后的工况热流密度明显比不开孔的大。由此可见, 对于在高超声速飞行器表面开孔采用气膜冷却方式冷却时, 如果由于某种原因气膜孔不喷流, 那么在孔的附近乃至整个滞止区域附近的热流负荷将会大幅度升高。

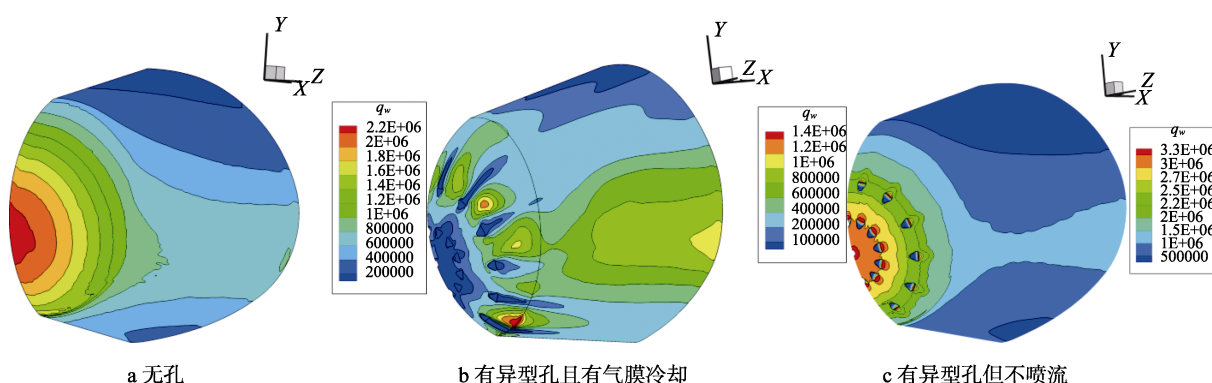


图 5 热流密度分布计算结果

4 结论

通过对高超声速飞行器在 50 km、15 Ma 飞行条件下分别对原始头部、头部开孔并气膜冷却、头部开孔不喷流 3 种工况开展研究, 结果表明, 气膜孔可以有效降低头部区域的热流密度, 但是如果由于某种原

因气膜孔不喷流, 那么在孔的附近乃至整个滞止区域附近的热流负荷将会大幅度升高。

参考文献:

- [1] 向树红, 荣克林, 黄讯, 等. 航天产品环境试验技术体系现状分析与发展建议[J]. 航天器环境工程, 2013,

- 30(3): 269-274.
- [2] 童靖宇, 向树红. 临近空间环境及环境试验[J]. 装备环境工程, 2012, 9(3): 1-4.
- [3] 刘存良, 朱惠人, 白江涛. 收缩-扩张形气膜孔提高气膜冷却效率的机理研究[J]. 航空动力学报, 2008, 23(4): 598-604.
- [4] 张魏, 邓明春, 李广超, 等. 扇形孔出口宽度对气膜冷却效率影响[J]. 热能动力工程, 2012, 27(4): 416-419.
- [5] 杨晓军, 张骁峰, 刘智刚. 扇形孔气膜冷却效果的数值模拟[J]. 机械工程与自动化, 2017, (2): 26-28.
- [6] SARGISON J E, GUO S M, OLDFIELD M L G, et al. A Converging Slot-Hole Film-Cooling Geometry: Part I — Low-Speed Flat-Plate Heat Transfer and Loss[C]// ASME 46th International Gas Turbine and Aerospace Congress. New Orleans: [s.n.], 2001.
- [7] SARGISON J E, GUO S M, OLDFIELD M L G, et al. A Converging Slot-Hole Film-Cooling Geometry—Part 2: Transonic Nozzle Guide Vane Heat Transfer and Loss[C] // ASME 46th International Gas Turbine and Aerospace Congress. New Orleans: [s.n.], 2001.
- [8] BUNKER R S. A Review of Shaped Hole Turbine Film-Cooling Technology[J]. Journal of Heat Transfer Transactions of the Asme, 2005, 127(4): 441-453.
- [9] PUDSEY A S, BOYCE R R, WHEATLEY V. Hypersonic Viscous Drag Reduction via Multiport Hole Injector Arrays[J]. Journal of Propulsion & Power, 2013, 29(5): 1087-1096.
- [10] HEUFER K A, OLIVIER H. Experimental and Numerical Study of Cooling Gas Injection in Laminar Supersonic Flow[J]. Aiaa Journal, 2008, 46(11): 2741-2751.
- [11] 向树红, 张敏捷, 童靖宇, 等. 高超声速飞行器主动式气膜冷却防热技术研究[J]. 装备环境工程, 2015, 12(3): 1-7.
- [12] 郭春海, 张文武, 向树红, 等. 高超声速飞行器主动气膜冷却热防护数值仿真研究[J]. 航天器环境工程, 2017, 34(2): 132-137.
- [13] ANDERSON J D. Hypersonic and High-Temperature Gas Dynamics[M]. Second Edition. America: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2006.
- [14] PARK C. On Convergence of Computation of Chemically Reacting Flows[C]// 23rd AIAA Aerospace Sciences Meeting. America: AIAA, 1985.
- [15] CLEARY J W. Effects of Angle Of Attack and Bluntness on Laminar Heating-rate Distributions of a 15° Cone at a Mach Number of 10.6[R]. NASA TN D-5450, 1969.